

含圆形分层损伤复合材料层合板在弯曲载荷作用下的屈曲行为研究

李峰¹ 陈金龙^{1,2} 宫文然¹

(1 天津大学力学系,天津 300072)

(2 天津市现代工程重点实验室,天津 300072)

文 摘 分层损伤是复合材料层合板结构最主要的损伤形式,其主要由于制造缺陷以及受到外力冲击而产生。本文对含圆形分层损伤复合材料层合板在弯曲载荷作用下的屈曲行为进行研究,首先利用 Rayleigh-Ritz 法对含圆形分层复合材料层合板进行二维模型建立,通过此理论模型可以计算出材料屈曲临界弯矩值以及在特定弯曲载荷下中心点的离面位移值。随后,采用三维数字图像相关方法对分层材料进行实验研究,得到了分层材料在弯曲载荷作用下的屈曲形貌以及其中心点的载荷—位移曲线。通过实验验证了理论的可行性与准确性,可用于对含圆形分层材料在弯曲载荷作用下屈曲临界弯矩以及中心点离面位移大小的初步估算。

关键词 瑞利-里兹法,圆形分层损伤,屈曲,纤维增强复合材料,三维数字图像相关方法

中图分类号:TB332

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.05.005

Buckling Analysis of Composite Plates Containing Embedded Circular Delamination under Pure Bending Load

LI Feng¹ CHEN Jinlong^{1,2} GONG Wenran¹

(1 Department of Mechanics, Tianjin University, Tianjin 300072)

(2 Tianjin Key laboratory of Modern Engineering Mechanics, Tianjin 300072)

Abstract Delamination has been a subject of major concern in engineering applications of composite laminates by manufacturing defects or an impact. In this paper we investigated buckling behavior of composite laminates containing embedded delamination with circular shape. Firstly we use Rayleigh-Ritz methods to create modeling of composite laminate with the circular delamination. Through theoretical analysis, the displacement of specimen surface will be counted when the bucking happens. The bending load-displacement curves can be calculated at an arbitrary bending load M . After the theoretical analysis, 3D digital image correlation was used to measure the evolution of the deformation of the laminate during bending to structural failure and the resulting full-field displacement maps. The theoretical model results are in agreement with the experimental results. The theory proves to be accurate and can be used to evaluate the critical buckling load of delaminated composite laminates under pure bending.

Key words Rayleigh-ritz, Circular embedded delamination, Bucking, Composite laminates, 3D-digit image correlation

0 引言

碳纤维增强复合材料(CFRP)由于其高比强度、

高比模量、耐腐蚀等特点被广泛应用。然而,制备工艺不完全以及在使用过程来自外物的碰撞使 CFRP 产生的分层损伤是碳纤维增强复合材料的主要损伤形式,这种损伤会引起材料层合结构的强度和刚度降低,使材料在低载荷下发生失稳,随后发生分层扩展,最终导致结构整体失稳和破坏。

近年来,很多学者对于复合材料分层屈曲问题进行了研究。早在 1981 年,CHAI 等^[1]便建立了一维梁的分层屈曲理论分析模型。至此,开启了一维分层屈曲的研究序幕。YIN^[2]研究了在面内载荷情况下含贯穿分层缺陷的板梁的屈曲与后屈曲问题。SIMITESE 等人^[3]对四边简支的含分层缺陷的复合材料进行研究,计算出在轴向载荷情况下含分层材料的屈曲临界载荷。KYOUNG^[4]以杆的欧拉方程为基础,利用变分原理,找出了在任意位置分层缺陷的屈曲控制方程。对于二维分层缺陷的研究,目前大多数的成果都是基于假设分层形状(圆或椭圆)的条件下得到的。SHIVAKUNMAR^[5]利用瑞利—里兹法计算了含椭圆形分层缺陷的材料的屈曲应变。OVESY^[6]利用一阶剪切变形理论对方形分层缺陷以及圆形分层缺陷屈曲行为进行研究,得到临界屈曲与分层边界长度的关系。TAGHIZADEH^[7]利用高阶剪切变性理论对任意形状的分层缺陷进行研究,将任意形状的分层缺陷划分成若干个长方形缺陷,最终得到所施加的横向载荷与离面位移的关系。以上几人均是假设分层材料一端存在面内应变,而并没有研究在弯曲载荷作用下含分层复合材料的屈曲问题。

对于复合材料结构屈曲实验方面的研究在近几年也有很多,M. BEGHINI^[8]对不同铺层顺序的试件进行分层疲劳扩展实验,验证了铺层顺序对分层增长速率的影响,通过实验发现从 90°~0°,分层扩展速率并没有显著区别。CHANG 等人^[9]对含分层损伤(单个或多个的贯通性缺陷)的复合材料层合板施加面内压缩载荷,利用应变片对试验过程中的应变变化进行记录,从而得到应力—应变曲线。KINAWY 等人^[10]对含分层损伤复合材料层合板进行实验研究,利用在其分层子板上贴应变片的方法进行四点弯曲实验,从而得到屈曲行为后的分层子板的翘曲离面位移值,进而得到力—位移曲线。综上所述,对于含分层缺陷的复合材料屈曲实验研究,主要是以传统的电测法为主,这种方法的局限性在于只能测量材料表面上一点的变形量,对于测量变形量较大的材料结果误差较大。

本文结合理论和实验来研究含圆形分层损伤复

合材料层合板在纯弯矩作用下的屈曲行为。在理论方面,本文建立了一种可以研究在纯弯矩载荷作用下含圆形分层损伤复合材料的屈曲问题的二维理论模型,采用 Rayleigh-Ritz 为基础,基于第一剪切变形理论以及最小势能原理来进行模型建立。通过此模型可以更加精准的对含圆形分层损伤复合材料的屈曲中心点离面位移和临界屈曲弯矩进行初步估算,其适用于发生屈曲行为后变形过程。我们利用此实验方法进一步对复合材料的破裂行为进行了研究。采用三维数字图像相关方法,通过对含人工圆形分层缺陷的碳纤维增强复合材料层合板四点弯曲实验得到材料分层子板的全场变形,对以上理论的准确性进行了验证。通过分析实验数据,可得到在基体断裂初始阶段,含圆形分层损伤复合材料层合板的扩展规律,以及不同分层面积的材料在弯曲载荷作用下,其破坏形式也不尽相同等规律。

1 理论模型

本文将含分层损伤的复合材料层合板分为三个部分如图 1 所示。

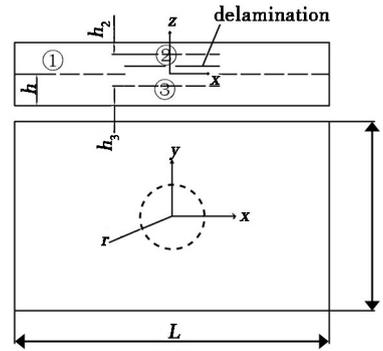


图 1 含圆形分层损伤复合材料合板示意图

Fig. 1 A typical plate with single circular embedded delamination

由于横向剪切变形对层合板的影响较为显著,所以本文采用一阶剪切变形理论,其基本假设为变形后的法线仍为直线且长度不变。一阶剪切变形理论取位移场为:

$$\begin{aligned} u(x, y, z) &= u_0(x, y) + z\varphi_x(x, y) \\ v(x, y, z) &= v_0(x, y) + z\varphi_y(x, y) \\ w(x, y, z) &= w_0(x, y) \end{aligned} \quad (1)$$

式中, u_0, v_0, w_0 分别是中面上 x, y, z 方向的位移。 φ_x 和 φ_y 分别表示中面绕 x 轴和 y 轴的转角。

由将(1)式带入到 Green 应变关系式并忽略二阶以上高阶小量,得出任意一点的应变表达式为:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right) \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right) \end{Bmatrix} \quad \boldsymbol{\psi} = \begin{Bmatrix} \psi_{xx} \\ \psi_{yy} \\ \psi_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial \varphi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \varphi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \varphi_x}{\partial y} + \frac{\partial \varphi_y}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad \boldsymbol{\gamma} = \begin{Bmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} + \varphi_x \\ \frac{\partial w}{\partial y} + \varphi_y \end{Bmatrix} \quad (2)$$

则任意一点的应力—应变关系为:

$$\begin{Bmatrix} \bar{\sigma}_{xx} \\ \bar{\sigma}_{yy} \\ \bar{\tau}_{xz} \\ \bar{\tau}_{yz} \\ \bar{\tau}_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & 0 & 0 & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & 0 & 0 & \bar{Q}_{26} \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{55} & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\varepsilon}_{xx} \\ \bar{\varepsilon}_{yy} \\ \bar{\gamma}_{xz} \\ \bar{\gamma}_{yz} \\ \bar{\gamma}_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中, \bar{Q} 代表主方向的刚度矩阵 Q 的转换矩阵, $\bar{Q} = T^{-1}Q(T^{-1})^T$.

设层合板横截面上单位宽度上的内力为 N_x, N_y, N_{xy} ; 层合板横截面单位宽度上的内力矩为 M_x, M_y, M_{xy} ; 层合板单位宽度(或单位长度)上的横向剪切力为 Q_x, Q_y , 则层合板面内力和内力矩的表达式为:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \\ Q_x \\ Q_y \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \bar{\sigma}_x \\ \bar{\sigma}_y \\ \bar{\tau}_{xy} \\ z \bar{\sigma}_x \\ z \bar{\sigma}_y \\ z \bar{\tau}_{xy} \\ \bar{\tau}_{xz} \\ \bar{\tau}_{yz} \end{Bmatrix} dz = \begin{bmatrix} [A] & [B] & 0 \\ [B] & [D] & 0 \\ 0 & 0 & [As] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\boldsymbol{\varepsilon}\} \\ \{\boldsymbol{\psi}\} \\ \{\boldsymbol{\gamma}\} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

式中, $[A], [B], [D], [As]$ 为层合板刚度系数, 定义为:

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ij}(1, z, z^2) dz \quad i, j = 1, 2, 6 \quad As_{ii} = k_i \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ii} dz \quad i = 4, 5 \quad (5)$$

式中, k_i 是剪切修正系数, h 是层合板的厚度。

则耦合刚度系数 B_{ij} 为零。单位体积系统应变能为:

假设本文中所研究的复合材料层合板以及其分层子板的各单层几何尺寸和材料性能均对称于中面,

$\frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\sigma}}^T \bar{\boldsymbol{\varepsilon}}$, 由(2)(3)(5)式可知应变能为:

$$U_\varepsilon = \frac{1}{2} \int_V \bar{\boldsymbol{\sigma}}^T \bar{\boldsymbol{\varepsilon}} dV = \frac{1}{2} \int_{-b/2}^{b/2} \int_{-L/2}^{L/2} \left\{ \{\boldsymbol{\varepsilon}\}^T [A] \{\boldsymbol{\varepsilon}\} + \{\boldsymbol{\psi}\}^T [D] \{\boldsymbol{\psi}\} + \{\boldsymbol{\gamma}\}^T [As] \{\boldsymbol{\gamma}\} \right\} dx dy \quad (6)$$

层合板被分为三个部分, 则系统总应变能等于由三个部分应变能的总和:

$$\begin{aligned} U_\varepsilon &= \frac{1}{2} \int_{-b/2}^{b/2} \int_{-L/2}^{L/2} \left\{ \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}\}^T [A^{(1)}] \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}\} + \{\boldsymbol{\psi}^{(1)}\}^T [D^{(1)}] \{\boldsymbol{\psi}^{(1)}\} + \{\boldsymbol{\gamma}^{(1)}\}^T [As^{(1)}] \{\boldsymbol{\gamma}^{(1)}\} \right\} dx dy \\ &\quad - \frac{1}{2} \int_{-r}^r \int_{-\sqrt{r^2-x^2}}^{\sqrt{r^2-x^2}} \left\{ \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}\}^T [A^{(1)}] \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}\} + \{\boldsymbol{\psi}^{(1)}\}^T [D^{(1)}] \{\boldsymbol{\psi}^{(1)}\} + \{\boldsymbol{\gamma}^{(1)}\}^T [As^{(1)}] \{\boldsymbol{\gamma}^{(1)}\} \right\} dx dy \\ &\quad - \frac{1}{2} \int_{-r}^r \int_{-\sqrt{r^2-x^2}}^{\sqrt{r^2-x^2}} \left\{ \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)}\}^T [A^{(2)}] \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)}\} + \{\boldsymbol{\psi}^{(2)}\}^T [D^{(2)}] \{\boldsymbol{\psi}^{(2)}\} + \{\boldsymbol{\gamma}^{(2)}\}^T [As^{(2)}] \{\boldsymbol{\gamma}^{(2)}\} \right\} dx dy \\ &\quad - \frac{1}{2} \int_{-r}^r \int_{-\sqrt{r^2-x^2}}^{\sqrt{r^2-x^2}} \left\{ \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}\}^T [A^{(3)}] \{\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}\} + \{\boldsymbol{\psi}^{(3)}\}^T [D^{(3)}] \{\boldsymbol{\psi}^{(3)}\} + \{\boldsymbol{\gamma}^{(3)}\}^T [As^{(3)}] \{\boldsymbol{\gamma}^{(3)}\} \right\} dx dy \end{aligned} \quad (7)$$

式中, $A^{(i)}, D^{(i)}, As^{(i)}$ 表示所分成不同部分的刚度系数 ($i=1, 2, 3$), r 是圆形分层缺陷半径。

$$V = -2M \times \frac{\partial w}{\partial x} \Big|_{x=\frac{L}{2}} \quad (8)$$

系统外力势能可以表示为:

系统的总势能为系统应变能和外力势能之和:

$$U = U_{\varepsilon} + V \quad (9) \quad \text{为分层子板和基板的中面的高。}$$

由于位移的连续性,在分层缺陷处要满足条件为:

本文所研究内容为弯曲载荷下含分层损伤复合材料的屈曲行为,假设边界条件如下:

$$\begin{aligned} w^{(1)}|_C &= w^{(2)}|_C = w^{(3)}|_C & u^{(1)}|_{x=-\frac{L}{2}} &= u^{(1)}|_{x=\frac{L}{2}} = 0 \\ \varphi_x^{(1)}|_C &= \varphi_x^{(2)}|_C = \varphi_x^{(3)}|_C & v^{(1)}|_{y=-\frac{b}{2}} &= v^{(1)}|_{y=\frac{b}{2}} = 0 \\ \varphi_y^{(1)}|_C &= \varphi_y^{(2)}|_C = \varphi_y^{(3)}|_C & \varphi_y^{(1)}|_{y=-\frac{b}{2}} &= \varphi_y^{(1)}|_{x=\frac{b}{2}} = 0 \\ u^{(1)}|_C &= u^{(2)}|_C - h_2 \varphi_x^{(1)}|_C = u^{(3)}|_C + h_3 \varphi_x^{(1)}|_C \\ v^{(1)}|_C &= v^{(2)}|_C - h_2 \varphi_y^{(1)}|_C = v^{(3)}|_C + h_3 \varphi_y^{(1)}|_C \end{aligned}$$

式中, C 代表的是分层损伤处的圆形边界, h_2, h_3 分别

由边界条件以及一阶剪切变形理论,假设离面位移函数为:

$$\begin{aligned} w^{(1)} &= Mx^2 + \sum_{m=0}^{M_1} \sum_{n=0}^{N_1} W_{mn}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^m y^n \\ w^{(2)} &= Mx^2 + \sum_{m=0}^{M_1} \sum_{n=0}^{N_1} W_{mn}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^m y^n + \sum_{m=0}^{M_2} \sum_{n=0}^{N_2} W_{mn}^{(2)} (r^2 - x^2 + y^2) x^m y^n \\ w^{(3)} &= Mx^2 + \sum_{m=0}^{M_1} \sum_{n=0}^{N_1} W_{mn}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^m y^n + \sum_{m=0}^{M_3} \sum_{n=0}^{N_3} W_{mn}^{(3)} (r^2 - x^2 + y^2) x^m y^n \end{aligned} \quad (10)$$

假设面内位移函数为:

$$\begin{aligned} u^{(1)} &= \sum_{s=0}^{S_1} \sum_{k=0}^{K_1} U_{sk}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^s y^k \\ u^{(2)} &= \sum_{s=0}^{S_1} \sum_{k=0}^{K_1} U_{sk}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^s y^k + \sum_{s=0}^{S_2} \sum_{k=0}^{K_2} U_{sk}^{(2)} (r^2 - x^2 - y^2) x^s y^k + h_2 \varphi_x^{(1)} \\ u^{(3)} &= \sum_{s=0}^{S_1} \sum_{k=0}^{K_1} U_{sk}^{(1)} \left(x + \frac{L}{2}\right) \left(x - \frac{L}{2}\right) x^s y^k + \sum_{s=0}^{S_3} \sum_{k=0}^{K_3} U_{sk}^{(3)} (r^2 - x^2 - y^2) x^s y^k - h_3 \varphi_x^{(1)} \\ v^{(1)} &= \sum_{j=0}^{J_1} \sum_{r=0}^{R_1} V_{jr}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^j y^r \\ v^{(2)} &= \sum_{j=0}^{J_1} \sum_{r=0}^{R_1} V_{jr}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^j y^r + \sum_{j=0}^{J_2} \sum_{r=0}^{R_2} V_{jr}^{(2)} (r^2 - x^2 - y^2) x^j y^r + h_2 \varphi_y^{(1)} \\ v^{(3)} &= \sum_{j=0}^{J_1} \sum_{r=0}^{R_1} V_{jr}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^j y^r + \sum_{j=0}^{J_3} \sum_{r=0}^{R_3} V_{jr}^{(3)} (r^2 - x^2 - y^2) x^j y^r - h_3 \varphi_y^{(1)} \end{aligned} \quad (11)$$

假设转角函数为:

$$\begin{aligned} \varphi_x^{(1)} &= \sum_{p=0}^{P_1} \sum_{q=0}^{Q_1} \varphi_{pq}^{(1)} x^p y^q \\ \varphi_x^{(2)} &= \sum_{p=0}^{P_1} \sum_{q=0}^{Q_1} \varphi_{pq}^{(1)} x^p y^q + \sum_{p=0}^{P_2} \sum_{q=0}^{Q_2} \varphi_{pq}^{(2)} (r^2 - x^2 - y^2) x^p y^q \\ \varphi_x^{(3)} &= \sum_{p=0}^{P_1} \sum_{q=0}^{Q_1} \varphi_{pq}^{(1)} x^p y^q + \sum_{p=0}^{P_3} \sum_{q=0}^{Q_3} \varphi_{pq}^{(3)} (r^2 - x^2 - y^2) x^p y^q \\ \varphi_y^{(1)} &= \sum_{i=0}^{I_1} \sum_{t=0}^{T_1} \varphi_{it}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^i y^t \\ \varphi_y^{(2)} &= \sum_{i=0}^{I_1} \sum_{t=0}^{T_1} \varphi_{it}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^i y^t + \sum_{i=0}^{I_2} \sum_{t=0}^{T_2} \varphi_{it}^{(2)} (r^2 - x^2 - y^2) x^i y^t \\ \varphi_y^{(3)} &= \sum_{i=0}^{I_1} \sum_{t=0}^{T_1} \varphi_{it}^{(1)} \left(y + \frac{b}{2}\right) \left(y - \frac{b}{2}\right) x^i y^t + \sum_{i=0}^{I_3} \sum_{t=0}^{T_3} \varphi_{it}^{(3)} (r^2 - x^2 - y^2) x^i y^t \end{aligned} \quad (12)$$

以上各式均各自独立且完备,并且满足边界条件以及位移连续性条件。将以上所假设的各位移函数带入系统总势能表达式(8)中,则系统的总势能 U 可

以由一系列自由度所表示。将此所有自由度汇总成矩阵形式可表示为:

$$d^T = \left\{ \begin{aligned} &\{W_{ij}^{(1)}\}^T \quad \{U_{ij}^{(1)}\}^T \quad \{V_{ij}^{(1)}\}^T \quad \{\varphi_{X_{ij}}^{(1)}\}^T \quad \{\varphi_{Y_{ij}}^{(1)}\}^T \\ &\{W_{ij}^{(2)}\}^T \quad \{U_{ij}^{(2)}\}^T \quad \{V_{ij}^{(2)}\}^T \quad \{\varphi_{X_{ij}}^{(2)}\}^T \quad \{\varphi_{Y_{ij}}^{(2)}\}^T \\ &\{W_{ij}^{(3)}\}^T \quad \{U_{ij}^{(3)}\}^T \quad \{V_{ij}^{(3)}\}^T \quad \{\varphi_{X_{ij}}^{(3)}\}^T \quad \{\varphi_{Y_{ij}}^{(3)}\}^T \end{aligned} \right\}$$

根据最小势能原理,对 U 求各自由度的偏导可得到一系列非线性方程。将大于屈曲临界弯矩 M 值

代入非线性方程组中并解出各自由度的值,带回到各个位移函数 u, v, w, φ_x 和 φ_y 中,便可得到全场变形。

本文所提出的理论模型是建立在发生临界屈曲变形之后,根据此模型可以估算出临界屈曲弯矩以及各个弯矩 M 下含圆形分层损伤复合材料的分层子板中心点离面位移和临界屈曲弯矩。

2 实验

2.1 三维数字图像相关方法基本原理

本文所使用的实验系统为三维数字图像相关测试系统,其基本原理是将双目立体视觉原理与数字图像相关技术相结合,确定被测物体表面测量区域中每个子区的中心点变形前后的三维空间坐标,从而得到物体变形的三维信息。双目立体视觉基本原理示意图如图 2 所示^[12]。其中 O_1 和 O_2 分别是左右两个相

机的光心,空间中的待测点 P 分别成像于左相机的像平面上的点 P_1 和右相机的像平面上的点 P_2 。根据小孔成像原理,利用标定靶对 2 个相机进行标定,标定参数包括内、外参数(内参数包括相机焦距 f ,主点 C 的位置以及径向畸变量。外参数包括左右两个摄像机坐标系之间的旋转参数和平动参数)。根据所得到的 2 个相机的内外参数,确定待测物点 P 分别在左右相机焦平面位置,即 P_1 和 P_2 的位置坐标。利用三角测量原理,便可求得 P 点位置。对待测物表面中的多个点重复以上过程,得到若干个空间点坐标,将这些空间点坐标进行曲面拟合后就可以得到被测物表面的三维形貌。

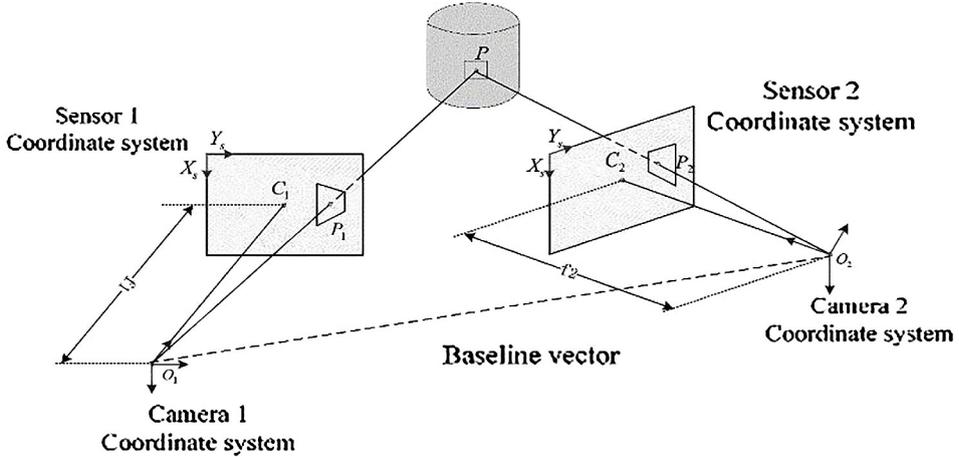


图 2 双目立体视觉原理示意图

Fig. 2 Schematic of binocular stereo vision

2.2 试件的制备与实验装置

实验所制的试件原材料为预浸的碳纤维增强复合材料,增强材料为 T-700 碳纤维,所含树脂含量占总质量的 38%。所制得层合板是铺层顺序为 $[0/90/0/90/0/90/0/90/0]$ 的对称层合板,其中 0° 铺层中纤维方向与层合板径向方向重合。人工缺陷位于第一、二层之间,利用 PTFE 材料制成人工缺陷,将圆形 PTFE 材料放置在第一层和第二层中央位置。试件尺寸为 $260\text{ mm} \times 25\text{ mm}$,名义厚度为 2.6 mm 。对表面进行喷斑处理,试件示意如图(3)所示。

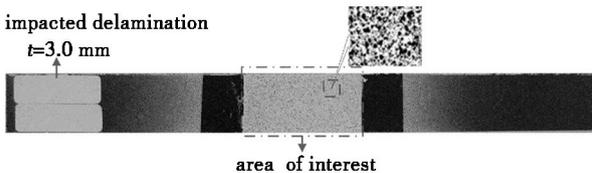


图 3 制斑后的 CFRP 试件图

Fig. 3 Photograph of a CFRP composite specimen showing the painted speckle pattern

图(4)为四点弯曲装置图。三维数字图像相关测试系统包括光源、两个 CCD 相机、计算机以及图像卡。

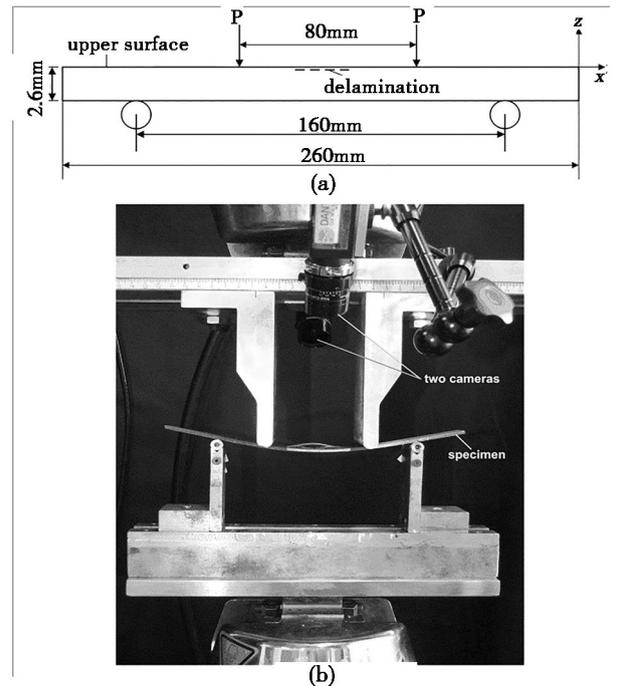


图 4 弯曲实验装置图

Fig. 4 Experimental set-up for bending
在进行测试之前应对系统进行标定,利用 Is-

tra4D 软件进行图像的采集和图像处理。运算所选择的子区大小为 15 pixels×15 pixels^[11]

2.3 实验方法

本小节主要研究在四点弯曲载荷作用下,含圆形分层缺陷的 CFRP 层合板的屈曲和后屈曲力学行为变化规律,以及研究不同分层面积大小对层合板结构屈曲力学行为的影响。取近似层合板宽度的一半尺寸即 12 mm 作为圆形分层直径,然后针对 12 mm 的分层直径进行向上或者向下的尺寸变化,通过对一系列不同圆形分层直径(6、8、10、12、14 mm)的 CFRP 层合板进行研究,从而得出其临界屈曲弯矩以及分层扩展变化趋势与分层直径之间的关系。

3 结果与讨论

3.1 含圆形分层 CFRP 层合板屈曲问题

对圆形分层直径为 12 mm 的试件进行三维数字图像相关方法测试,所得试件分层子板中心点的载荷—位移曲线如图(5)中所示(位移量都是已消除刚体位移后的离面位移值)。

观察实验数据曲线可知,试件的破坏过程分为以下四个阶段:A—B 段,载荷与应变成线性变化,分层子板与基板在弯曲载荷作用下一同向下弯曲。B—C 段,当载荷增大到一定程度,应变曲线发生突变,分层子板与基板分开,向反方向变形,产生分层屈曲现象,

其分层屈曲临界弯矩为 18N·m。C—H 段:分层缺陷稳定扩展,随着施加的载荷继续增大,分层面积也逐渐增加。在此阶段曲线中,因基体开裂而形成不连续点 D,如图(6)中第一幅图中虚线内所示即为沿纤维方向的基裂纹,由于基体树脂材料相对于增强碳纤维材料强度较弱,因此容易产生基体断裂现象。图中点 E 是由于产生更多的基裂纹而形成的不连续点,虽然这些基裂纹不会直接引发结构的失效与破坏,但是会使层合板结构刚度大幅度下降,并很容易会出现纤维断裂等破坏形式。

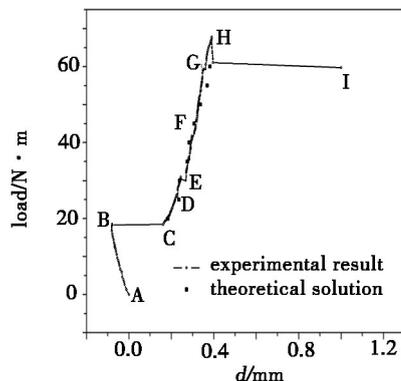


图 5 含半径为 6 mm 的圆形分层缺陷试件中心点的载荷—位移曲线

Fig. 5 Load-displacement curve for central point in CFRP laminates plates with circular delamination

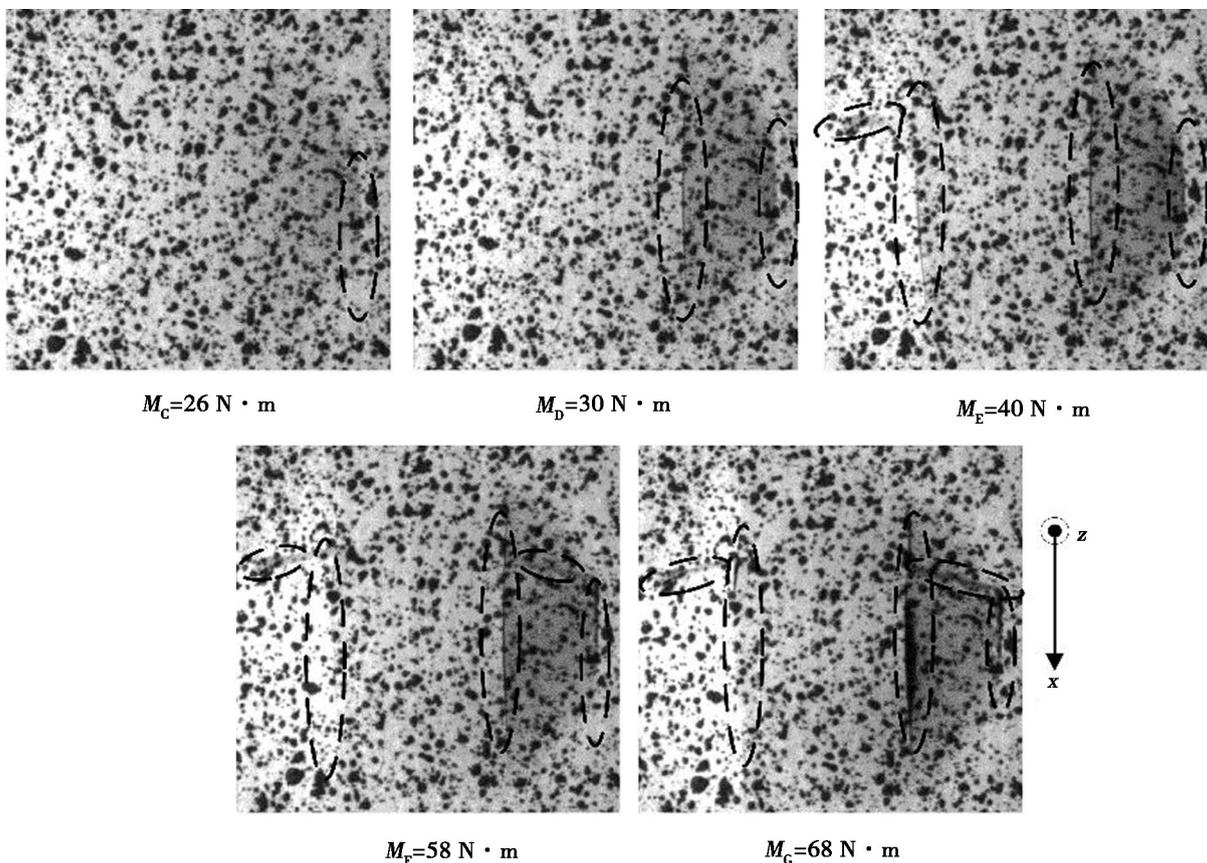


图 6 试件表面裂纹随载荷增加而扩展图片

Fig. 6 Photographs of surface cracks propagation with increasing load

图(6)中点 F,G 所示,基裂纹会使纤维断裂,并且伴随着纤维断裂会产生横向裂纹。第四阶段 H—I 段,分层缺陷变为不稳定扩展,试件承载力下降。

图 7 为 CFRP 层合板的离面位移场以及应变场。观察离面位移场图,在弯矩小于等于 $26 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时,分层屈曲形貌由圆形逐渐变为椭圆形,并且其长轴方向与试件宽度方向平行。当 $M = 26 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时,在离面位移场以及应变场中均可以看到沿试件长度方向的基

体裂纹。当出现分层屈曲现象时,基体裂纹所产生的原因是屈曲表面产生了拉应力。当载荷在 $26 \text{ N}\cdot\text{m}$ 至 $39 \text{ N}\cdot\text{m}$ 之间时,可以清楚的看见基体产生了数量更多的裂纹。当 $M = 40 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时,可观察到明显的沿试件长度方向的基体裂纹位于中心区域两侧,这些裂纹促使分层子板与基体剥离,并形成了新的分层缺陷。新的分层缺陷使试件的分层损伤向试件长度方向扩展。

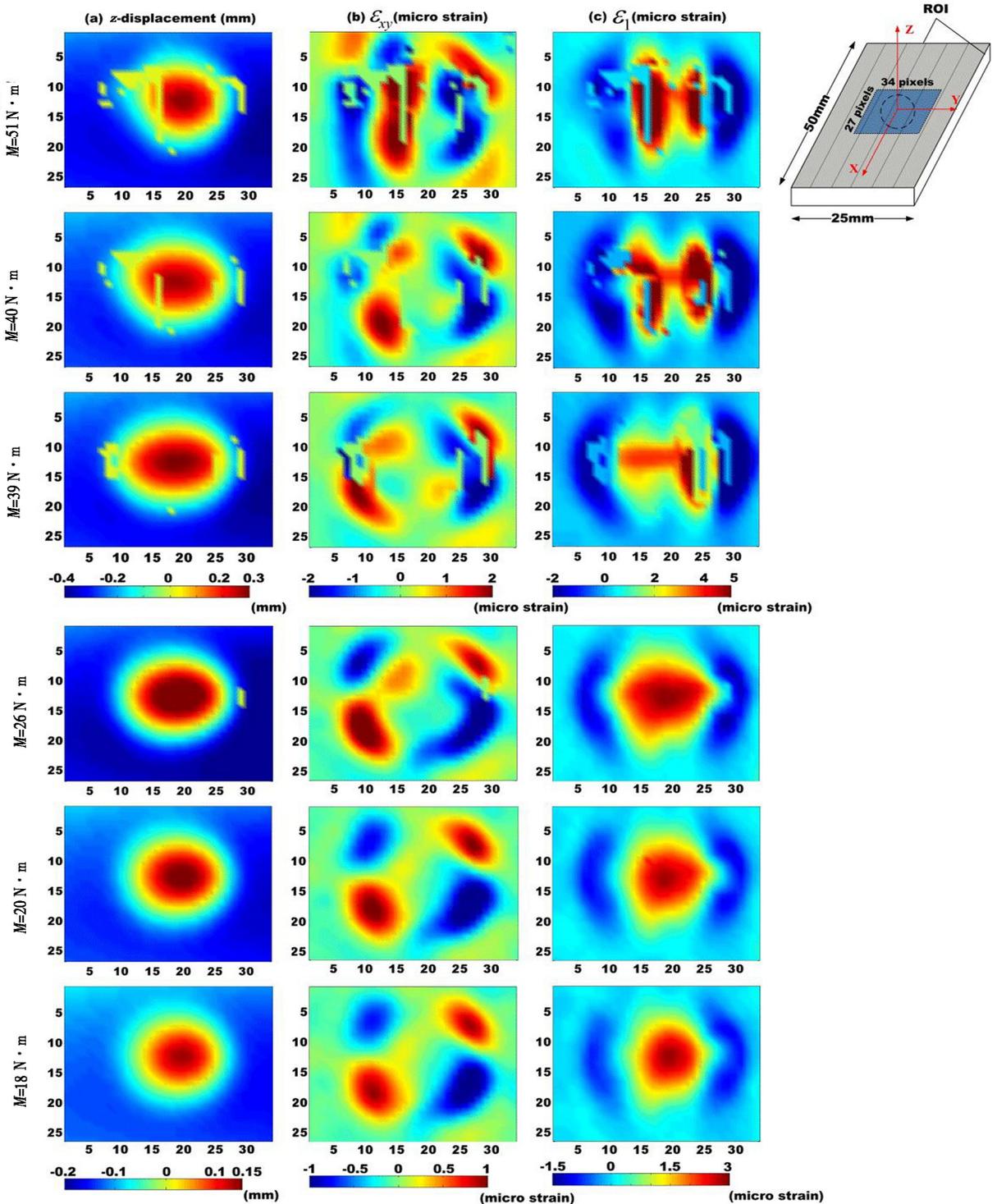


图 7 含半径为 6 mm 的圆形分层损伤的试件的离面位移场和应变场

Fig. 7 Maps of out of plane displacement and strain for CFRP laminates plate with a 6 mm radius delamination

3.2 不同分层半径对屈曲问题的影响

本文对含不同分层半径的层合板进行试验,表1为试验与理论所得出含不同分层半径 CFRP 材料的分层屈曲临界弯矩值

通过实验所得到最早的破坏形式以及所对应的离面位移如图8图9所示

由图中分层半径 $r=3\text{ mm}$ 以及 $r=4\text{ mm}$ 可知,当分层半径未达到 4 mm 时,材料发生基体断裂现象,出现沿材料长度方向的基体裂纹,之后在其单层内产生纤维断裂现象,因此层合板表面即存在沿长度方向的裂纹又存在沿材料宽度方向裂纹,整个过程中未出现分层屈曲现象,而是表面的裂纹促使材料最终破坏。当分层半径达到 5 mm 后,材料的最初破坏形式均为分层屈曲,且随着分层半径的增大,所需的临界

屈曲弯矩便越小。如图9中可以看出,半径为 6 mm 和 7 mm 的材料刚刚发生分层屈曲现象,分层扩展方向以及断裂方式均相同。当 $r=5\text{ mm}$ 时,在屈曲现象发生时,在沿层合板长度方向会发生基体开裂,并导致新的分层损伤出现,伴随着分层损伤进一步沿层合板长度方向扩展。当屈曲出现瞬间并没伴随产生表面裂纹,如 $r=6\text{ mm}$ 或 $r=7\text{ mm}$ 的情况,分层子板初始的屈曲幅度不大,并且分层扩展缓慢,表现为稳定分层扩展,使得层合板在较长的一段时间间隔内达到其结构最大承载力。当基体裂纹伴随分层屈曲现象出现时,分层子板的屈曲幅度较大,分层扩展迅速,表现为不稳定分层扩展,这也说明一旦这类现象出现,将导致整个层合板结构迅速破坏。

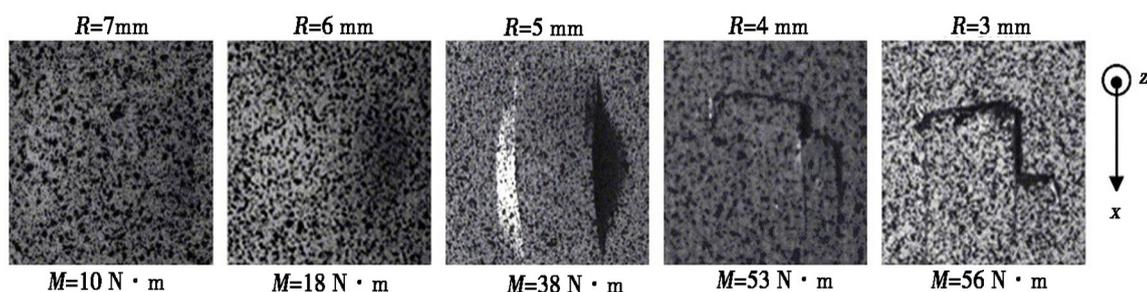


图8 含半径不同圆形分层缺陷 CFRP 层合板最早出现的破坏形式

Fig. 8 First damage of delaminated CFRP laminates plates with different size delaminates

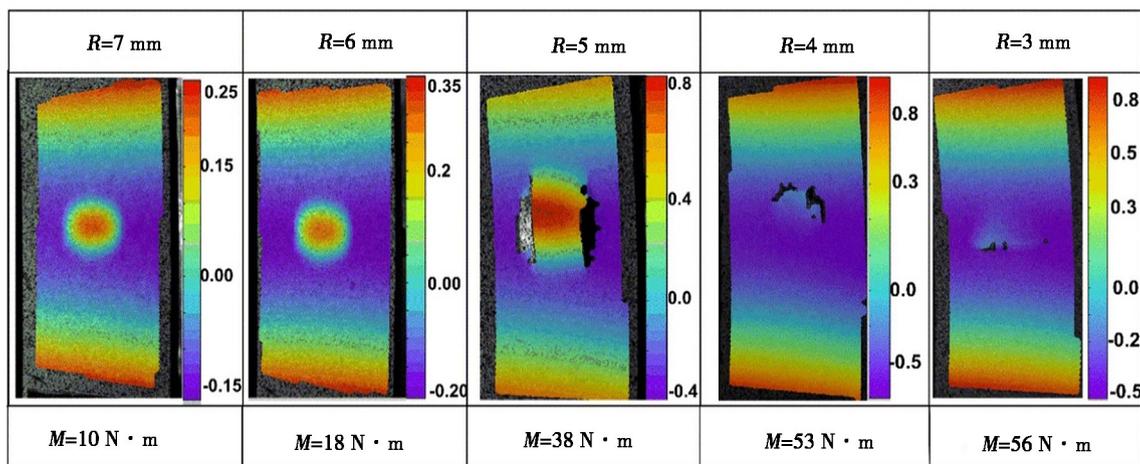


图9 图8所对应的各试件的离面位移场

Fig. 9 Out-of-plane displacement fields of six specimens in Fig. 8.

3.3 理论与实验结果一致性分析

首先以实验所用 CFRP 材料为例进行理论计算。

其材料属性如下:分层子板厚度为 $2h_2 = 0.24\text{ mm}$,基板厚度 $2h_3 = 2.36\text{ mm}$, $E_1 = 132\text{ GPa}$; $E_2 = 10.3\text{ GPa}$; $\nu_{13} = 0.25$; $\nu_{23} = 0.38$; $G_{13} = 6.5\text{ GPa}$; $G_{13} = 6.5\text{ GPa}$; $G_{23} = 3.91\text{ GPa}$;

图5中实心点为理论模型所求出当分层半径为 6 mm 时各个载荷作用下分层子板中心点的各离面位移值。表1是理论模型与实验所得到的分层屈曲临界弯矩值对比。

在屈曲临界弯矩值计算中,所得理论解比实验解偏小,其原因是所制作试件在人工缺陷处有剩余黏

性,导致屈曲行为发生滞后。

由上文的比较可以看出,理论所计算的各个弯矩下离面位移值和屈曲临界弯矩值均与实验所得结果吻合,说明本理论对于估算在各个弯矩 M 作用下含圆形分层损伤复合材料的分层子板中心点离面位移以及屈曲临界弯矩是具有可行性的。通过理论可以较为便捷的分析各个弯矩作用下的离面位移值,为工程应用提供理论基础。在实验方面所采用的三维数字图像相关测试系统,可以得到所测试件的全场变形,使之通过所得数据可以更加直观的分析材料分层扩展机理以及破坏形式。

表 1 不同分层半径 CFRP 材料的分层屈曲临界弯矩值

Tab.1 Critical buckling loads of delaminated CFRP laminates containing circle delaminations with different radius

分层半径/mm	分层屈曲临界弯矩/N·m	
	理论值	实验值
7	9.23	10
6	17.32	18
5	35.89	38

5 结论

本文建立了一种关于解答含圆形分层损伤复合材料层合板屈曲问题的二维理论模型,通过此模型可以计算在屈曲发生后各个载荷下分层屈曲中心点离面位移值和临界屈曲载荷问题。实验方面本文采用三维数字图像相关方法对含圆形分层损伤的碳纤维增强复合材料层合板进行屈曲研究,从而对其分层扩展以及破坏机制有了更深层次理解。通过对含不同分层面积的试件进行比较,得出分层缺陷大小对分层屈曲以及扩展路径的影响。

参考文献

[1] CHAI H, BABACOCK CD, KNAUSS WG. One dimensional modelling of failure in laminated plates by delamination

buckling. *J Solids Struct.* 1981, 17(11):1069 - 1083.

[2] YIN WL. Thermoelastic postbuckling response of strip delamination models. *Int J Solids Struct.* 1998, 35(25):3331 - 3346.

[3] SIMITSESS GJ, SALLAM S, YIN WL. Effect of delamination of axially loaded homogeneous laminated plates. *AIAA J.* 1985, 23(9):1437 - 44.

[4] KYOUNG WM, KIM CG, HONG CS. Modeling of composite laminates with multiple delaminations under compressive loading. *J Comp Mater.* 1998, 32(10):951-968.

[5] HUANCHUN CHEN, FELIX ABALI. A total fatigue life model for mode I delaminated composite laminates. *International Journal of Fatigue.* 28 (2006) 33 - 42

[6] H. R. OVESY, M. KHARAZI, . Semi-analytical Buckling Analysis of Clamped Composite Plates Containing Embedded Rectangular and Circular Delaminations. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*(2010), 17,343 ~ 352.

[7] M. TAGHIZADEH, H. R. OVESY, , M. KHARAZI, Post-buckling analysis of composite plates containing embedded delaminations with arbitrary shape by using higher order shear deformation theory. *Composite Structures* 94 (2012) 1243 ~ 1249.

[8] M. BEGHINI Experimental investigation on the influence of crack front to fiber orientation on fatigue delamination growth rate under mode II. *Composites Science and Technology* 66 (2006) 240 ~ 247

[9] CHANG FK, KUTLU Z. Composite panels containing multiple through-the-width delaminations and subjected to compression. Part II: experiments & verification. *Comp Struct.* 1995, 31(4):297 ~ 314.

[10] KINAWY M, BUTLER R, HUNT G. W. Buckling and postbuckling of a delaminated composite beam in bending. *AIAA J.* 2011, 49: 670-672.

[11] 陈金龙, 宫文然, 李峰. 含分层损伤复合材料层合结构在弯曲载荷作用下的屈曲问题研究. *中国科学.* 2015; 45(5):464 ~ 470

[12] 唐正宗, 梁晋, 肖振中, 用于三维变形测量的数字图像相关系统. *光学与精密工程* 2010; 18(10):2245 ~ 2253